



# 一种新型瞬态量热计的研制

张仕忠<sup>1,2</sup>, 李进平<sup>1</sup>, 张晓源<sup>1</sup>, 陈宏<sup>1,2\*</sup>, 俞鸿儒<sup>1,2</sup>

1. 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学, 北京 100049

\* E-mail: hongchen@imech.ac.cn

收稿日期: 2017-07-26; 接受日期: 2017-12-06; 网络版发表日期: 2018-03-15

国家自然科学基金(批准号: 11472280)资助项目

**摘要** 薄膜电阻温度计和同轴热电偶是两种常用的瞬态热流传感器,前者灵敏度高,但不适用于气流冲刷严重的场合;后者耐冲刷,但灵敏度较低,且响应特性易受结点细微结构的影响,只适用于高热流环境测量.基于量热计原理,本文提出了一种兼具两者优点的新型瞬态热流传感器.该传感器以金刚石片作为量热片,利用溅射其背面的铂膜电阻测出温度变化,而后由量热计原理得出表面热流.传感器的设计和优化借助了理论分析和数值计算,并讨论了可能引起测量误差的因素及解决方法.激波风洞试验结果表明:新型瞬态量热计灵敏度高耐冲刷,测量结果准确可靠,具有发展潜力.

**关键词** 气动热测量,瞬态量热计,热流传感器,CVD金刚石片,激波风洞

## 1 引言

随着临近空间飞行技术器的发展,飞行器在大气层中的飞行时间加长,热积累效应严重,防热问题变得越来越突出.热防护一直是高超声速飞行器研制的关键技术<sup>[1,2]</sup>,气动热环境的准确预测是热防护结构设计和材料选取的重要依据<sup>[3]</sup>,可以有效降低防热设计的余量,减少防热结构的质量,增加有效载荷.

CFD(computational fluid dynamics)数值计算已成为高超声速飞行器设计的重要手段,特别是在飞行器设计选型阶段,可以开展大量的计算获得气动热原始数据,但由于气动热的计算精度和网格依赖性问题,计算结果仍然需要通过实验来验证<sup>[4]</sup>,可靠的实验结果仍然是准确预测气动热环境的重要手段.飞行试验

测得的飞行器表面热流值更接近真实条件,但是飞行试验成本较高,地面风洞试验仍然是开展气动热环境研究的主要手段<sup>[5,6]</sup>.

由于气动热试验对功率的需求较高,地面试验一般在脉冲型设备如激波管和激波风洞中进行,有效时间为几毫秒到几十毫秒,属于瞬态试验.瞬态试验中模型不需要冷却,材料表面热特性能够保持稳定,所以更加适合开展气动热实验研究,但是对测量技术要求较高,要求传感器的响应时间足够快.试验气流中掺杂的杂质会对模型及传感器表面造成很大的冲刷,同时,在高焓条件下,试验气体会发生解离,解离的气体所带的电荷对测量结果也可能造成干扰<sup>[7,8]</sup>.要提高气动热测量的准确性,需要不断发展新的热流测量技术,提高传感器的抗干扰和抗冲刷能力,使传感器的

引用格式: 张仕忠, 李进平, 张晓源, 等. 一种新型瞬态量热计的研制. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 558-564

Zhang S Z, Li J P, Zhang X Y, et al. Development of a novel transient calorimeter (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 558-564, doi: 10.1360/N092017-00245

响应更快、准确度更高、适用范围更宽。

目前地面气动热试验中使用的瞬态热流传感器主要为薄膜温度计、同轴热电偶和铜箔量热计<sup>[9,10]</sup>, 3种传感器在实际使用中都有各自的适用范围。薄膜电阻温度计灵敏度高, 但在气流冲刷中薄膜阻值和物性参数会发生改变<sup>[11-13]</sup>, 从而影响测量结果的可靠性; 同轴热电偶抗冲刷, 但其输出信号灵敏度低, 微细结点处材料的吸热系数具有不确定性<sup>[14,15]</sup>, 影响测量结果的准确性; 铜箔量热计耐冲刷, 但其频响和输出灵敏度都较低<sup>[16]</sup>。

本文提出一种新型瞬态量热计, 具有灵敏度高和耐冲刷的优点。其设计思想是采用金刚石片作为量热片, 用铂膜电阻测出量热片背面温度。由于铂膜电阻在量热片的背面, 经过气流冲刷其阻值可以保持不变, 从而保证气动热测量的可靠性; 同时, 铂膜电阻的输出灵敏度高, 可以大大提高气动热测量的信噪比, 从而提高气动热测量的准确度。

## 2 新型瞬态量热计的测量原理

新型瞬态量热计的结构如图1所示, 先在量热片背面溅射铂金膜作为测温敏感元件, 然后将量热片安装在传感器基座上, 从量热片背面引出铂金膜导线, 底衬填充空气或者环氧树脂。量热计的测量原理是假定量热片背面及侧面绝缘无热损失, 则单位面积量热片在某一时间间隔传入其中的热量应等于量热片蓄积的热量, 测出量热片平均温度变化率, 就可以求出热流率。实际测量中, 平均温度难以测量, 一般是测量背面温度代替平均温度<sup>[16]</sup>。本设计中使用铂膜电阻测出量热片背面温度, 输出灵敏度高。

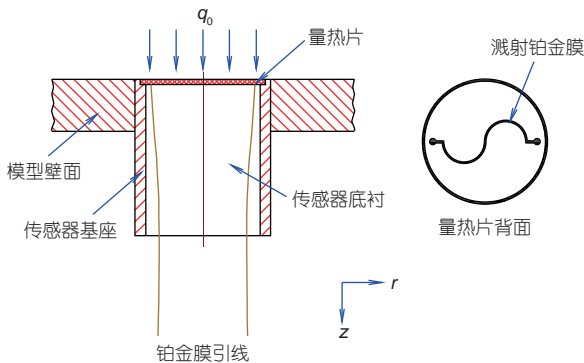


图1 (网络版彩图)新型瞬态量热计结构示意图

量热片材料的选取是新型传感器研制的关键。用于瞬态热流测量, 要求量热片的热响应时间快; 背面需要镀膜, 要求量热片绝缘性能好。本设计中采用金刚石片作为量热片, 金刚石的热导率可以达到  $1800 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ , 约为铜的热导率的5倍, 其电阻率大于  $10^{14} \Omega \text{ cm}$ , 可以同时满足本设计中量热片的高热导率和高电阻率的要求, 是一种非常理想的量热片材料。天然金刚石昂贵, 但是近些年国内外对人工合成金刚石膜的技术研究已经非常广泛, 通常采用低压或常压化学气相沉积(chemical vapor deposition, CVD)方法人工合成金刚石膜<sup>[17]</sup>, 其成本可以大大降低。

## 3 量热计的设计与优化

传感器设计最重要的指标是其响应时间和特征参数的确定。理想条件下传感器表面加载的热量都被量热片吸收而不向四周散热, 而实际制作工艺中, 量热片必须安装在传感器基座上进行固定, 同时为了保证量热片强度, 传感器底衬也可能需要填充隔热材料。量热片同基座和底衬接触会产生热扩散, 这些非理想条件都对测量结果造成影响, 设计中需要对这些影响因素进行分析, 找出最合适的传感器特征参数。

### 3.1 传感器的响应特性

传感器的响应时间只与量热片相关, 与传感器封装结构无关, 可以按照理想条件下的量热计工作原理, 简化成一维无限热传导问题进行分析。

假设厚度为  $l$  的无限大平板, 初始温度为  $T_0$ , 表面受恒定热流  $q_0$  加热, 背面绝热。任意时刻、任意位置处的温度分布场<sup>[18]</sup>为

$$T(x, t) = T_0 + \frac{q_0 l}{k} \left( \frac{\alpha t}{l^2} + \frac{1}{3} + \frac{x^2}{2l^2} - \frac{x}{l} - \frac{2}{\pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^2} \cos\left(\frac{n\pi x}{l}\right) e^{-\alpha \left(\frac{n\pi}{l}\right)^2 t} \right), \quad (1)$$

其中,  $\alpha = \frac{k}{\rho c}$  为材料的热扩散系数,  $k$  为热导率,  $\rho$  为密度,  $c$  为比热容。

当  $t$  到一定程度时, 平板内部热流率处处相等:

$$\frac{\partial T(x, \infty)}{\partial t} = \frac{q_0}{\rho c l} = \text{constant}. \quad (2)$$

式(2)为量热计测量的基本原理.

背面温度 $T_b$ 计算公式为

$$T_b = T(l, t) = T_0 + \frac{q_0 l}{\rho c l} - \frac{1}{6} \frac{q_0 l}{k} - \frac{2q_0 l}{k\pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{(-1)^n}{n^2} e^{-\alpha \left(\frac{n\pi}{l}\right)^2 t}. \quad (3)$$

背面温度变化率:

$$\frac{dT_b}{dt} = \frac{q_0}{\rho c l} \left( 1 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n e^{-\alpha \left(\frac{n\pi}{l}\right)^2 t} \right). \quad (4)$$

式(3)第一项同第二项为量热片的平均温度 $T_{ave}$ . 式

(4)第一项为量热片平均温度变化率 $\frac{dT_{ave}}{dt}$ , 式(3)和(4)的级数项收敛很快<sup>[16]</sup>. 量热片背面温升 $\Delta T_b = T_b - T_0$ , 平均温升 $\Delta T_{ave} = T_{ave} - T_0$ , 背面温升及其变化率与平均温升及其变化率比值如表1所示.

由表1中数值可以看出, 当傅里叶数 $F_0$ 相同时, 背面温度变化率同平均温度变化率之比要优于背面温度同平均温度的比值, 即背面温度变化率对于平均温度变化率的更随性优于温度本身的更随性. 当 $F_0 = \alpha t / l^2 > 0.5$ 时, 背面温度变化率之差小于1.4%, 而我们量热计计算所需要的就是背面温度变化率, 因此, 在测定定常热流时, 只要 $t > 0.5 l^2 / \alpha$ 就可以忽略背面测温代替平均温度所产生的误差.

背面热流率 $q_b$ 计算公式为

$$q_b = \rho c l \frac{dT_b}{dt}. \quad (5)$$

文献[19]分析指出, 一旦热量从量热片的表面渗透到其背面, 式(4)中的级数项和就可以由展开的第一项代替, 即

$$\frac{dT_b}{dt} = \frac{q_0}{\rho c l} - \frac{2q_0}{\rho c l} e^{-\alpha \left(\frac{\pi}{l}\right)^2 t}. \quad (6)$$

背面热流率同理论热流值相比:

$$\frac{q_b}{q_0} = \frac{\left(\rho c l \frac{dT_b}{dt}\right)}{q_0} = 1 - 2e^{-\alpha \left(\frac{\pi}{l}\right)^2 t} = 1 - 2e^{-\alpha \left(\frac{\pi}{l}\right)^2 t_R}. \quad (7)$$

传感器的响应时间 $t_R$ 为

$$t_R = \frac{l^2}{\alpha \pi^2} \ln \left( \frac{2}{1 - \frac{q_b}{q_0}} \right). \quad (8)$$

表 1 背面温升及其变化率与平均温升及其变化率比值

$F_0 = \alpha t / l^2$	$\Delta T_b / \Delta T_{ave}$	$\frac{dT_b}{dt} / \frac{dT_{ave}}{dt}$
0.1	8%	25%
0.2	30.50%	72%
0.3	47.70%	90%
0.4	58.50%	96%
0.5	67%	98.60%
1	83%	99.99%

由式(8)可以看出, 传感器的响应时间只与量热片的厚度和材料的热扩散系数 $\alpha$ 相关.

图2为几种典型热导率高的材料的响应时间同厚度的关系, 可以看出, 量热片越薄响应时间越快, 在厚度相同时, 金刚石的响应时间最快. 在瞬态热流测量中, 传感器的响应时间越快越好, 所以量热片越薄越好, 但考虑到实际制作工艺的限制, 取金刚石片的厚度为 $l = 0.2 \text{ mm}$ , 其响应时间为 $21 \mu\text{s}$ .

### 3.2 特征参数优化

特征参数主要包括传感器的特征尺寸和封装材料的选取, 具体包括量热片的直径、基座及底衬材料的选取. 不同直径、基座及底衬材料造成的热扩散对测量结果的影响不同, 这些因素相互耦合, 理论分析困难. 为了分析并优化设计, 确定传感器的合适设计参数, 本文采用数值模拟方法, 对传感器的热传导过程进行了分析, 控制方程采用如下二维非稳态导热微分

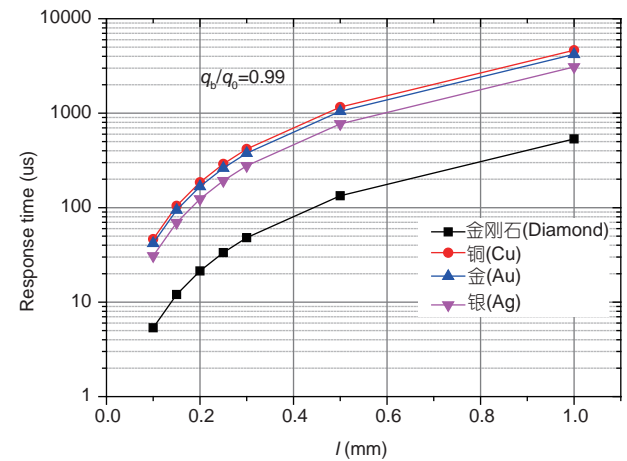


图 2 (网络版彩图)不同材料响应时间同厚度之间的关系

方程:

$$\frac{\partial T(r, z, t)}{\partial t} = \frac{k_i}{\rho_i c_i} \left( \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) (i = 1, 2, 3), \quad (9)$$

其中,  $r$ 和 $z$ 分别为传感器中心径向和轴向方向, 其他参数同式(1)相同, 下标 $i=1, 2, 3$ 分别代表量热片、基座和底衬材料, 如图1所示。

传感器内部满足温度和热流率连续性条件, 表面处边界条件为

$$\left( \frac{\partial T}{\partial z} \right)_{z=0} = \frac{q_0}{k_i} (i = 1, 2), \quad t > 0. \quad (10)$$

其他表面作绝热条件处理. 式(9)的求解在空间方向采用二阶精度的有限差分、时间方向采用四阶龙格-库塔算法。

考虑到实际应用中传感器的尺寸要求, 本算例中传感器的计算直径 $D$ 分别取20, 10和5 mm, 底衬材料选择绝热的空气和环氧树脂, 基座材料选用易加工且绝热的玻璃钢材料, 表面加载的恒定热流率 $q_0=1 \text{ MW/m}^2$ 。

数值计算的结果如图3所示, 图3表征了不同量热片直径和不同底衬材料造成的背面热流值同理论加载热流值之间的误差随时间的关系. 在底衬为空气时, 中心位置处的背面热流值同理论加载热流值的误差随着传感器直径的减小而增加, 分析原因是当加载热流值一定时, 不同直径的算例中因基座散热而导致的损失热量也一定, 而不同直径的量热片吸收的总热量不一样, 随着传感器直径的减小, 这部分损失热量占量热

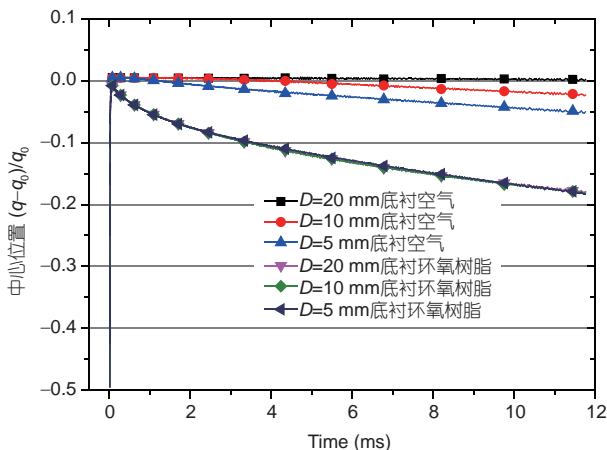


图3 (网络版彩图)不同特征参数导致中心位置处热流测量误差随时间的关系

片吸收的总热量的比重相对增加, 从而导致随直径的减小热流误差增加. 同时可以看出, 不同直径传感器的误差值都随着时间的增加而变大, 在计算尺度12 ms时刻,  $D=20 \text{ mm}$ 误差值为0.2%,  $D=10 \text{ mm}$ 误差值为2.5%,  $D=5 \text{ mm}$ 误差值为5.2%。

在底衬材料为环氧树脂时, 3种直径的传感器背面热流值都比理论热流值要低很多, 在12 ms时最大误差达到18%, 说明由于环氧树脂散热造成的测量误差很大, 而3种直径传感器之间的相对误差值相差不大, 主要是由于背面环氧树脂造成的热量损失趋于一致。

以上计算结果表明, 当直径 $D=20 \text{ mm}$ , 底衬为空气时, 中心点位置背面热流率和理论热流值相差最小, 选择此参数作为本设计的特征参数, 进行传感器原理性验证试验研究。

#### 4 新型瞬态量热计的原理性验证实验

根据上述分析的结果, 制作出的传感器如图4所示, 金刚石片厚度 $l=0.2 \text{ mm}$ , 直径 $D=20 \text{ mm}$ , 背面所镀铂金膜的厚度为 $0.2 \mu\text{m}$ . 水浴法标定结果表明, 所镀铂膜阻值同温度的线性度系数非常好, 传感器静态性能稳定。

原理性验证试验在激波风洞上开展, 实验模型为 $17^\circ$ 尖楔, 在楔面沿轴线离顶点150, 200和250 mm的位置均匀安装3个新型传感器(编号X2002, X2003, X2004), 在各对应位置分别安装薄膜电阻温度计(编号2794, 2837, 2845)和同轴热电偶作对比试验. 实验设备如图5所示, 图5(a)为爆轰驱动激波风洞结构示意图及波系图, 图5(b)为尖楔模型在激波风洞中的安装图. 激波风洞设备驱动段长度15 m, 初始充气比例 $\text{H}_2:\text{O}_2:\text{N}_2=2:1:2$ , 充气绝对压力 $2.7 \times 10^5 \text{ Pa}$ ; 被驱动段长度11 m, 气体为空气, 初始压力3800 Pa, 喷管马赫数为6, 采用缝合运行状态, 喷管入口总温2510 K, 总压力 $9.0 \times 10^5 \text{ Pa}$ , 有效压力平台时间为15 ms, 试验重复3次。

传感器输出原始信号强度越大, 信号的信噪比就

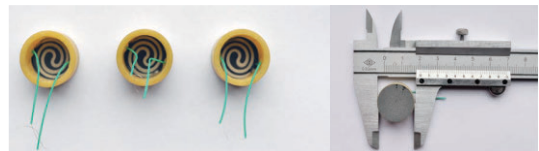


图4 (网络版彩图)新型瞬态量热计实物图

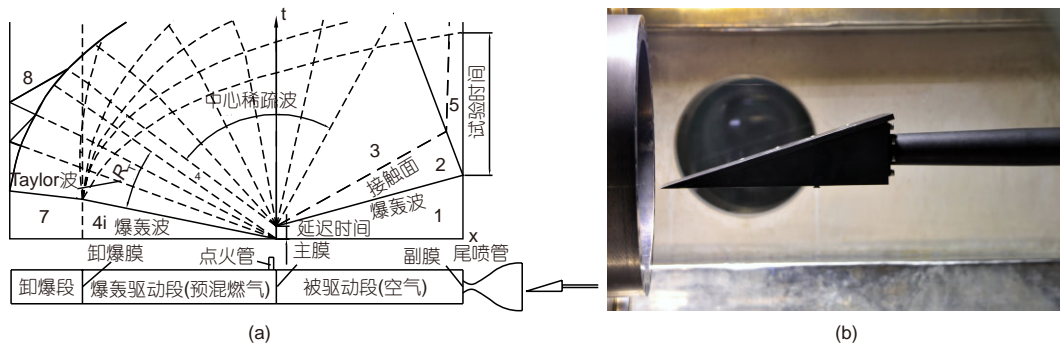


图 5 (网络版彩图)实验设备. (a) 爆轰驱动激波风洞结构示意图及波系图; (b) 实验尖楔模型

会越好, 其测量准确度就越高. 3种瞬态热流传感器输出的原始信号如图6所示, 薄膜电阻温度计由于直接接触气流, 测量传感器表面温升, 其输出信号幅度最大; 新型瞬态量热计由于是测量量热片背面温升, 其信号输出幅度其次; 同轴热电偶比薄膜电阻温度计和新型瞬态量热计的信号输出幅度要低得多, 在热流小的场合其热流信号信噪比差.

但是薄膜电阻温度计在气流冲刷过程中阻值和物性参数会发生改变, 特别是受气流中杂质的冲刷热流信号会发生阶跃跳变, 从而影响其测量结果的可靠性, 薄膜电阻测得的典型热流曲线如图7(a)所示. 新型瞬态量热计铂金膜在量热片背面, 不直接接触气流冲刷, 从而阻值可以保持稳定, 测量结果可靠, 新型瞬态量热计测得的典型热流信号如图7(b)所示. 同轴热电偶信号由于信噪比差, 热流曲线干扰大, 本文就不给出其热流曲线.

从图7中可以看出, 3个薄膜电阻温度计测得的热

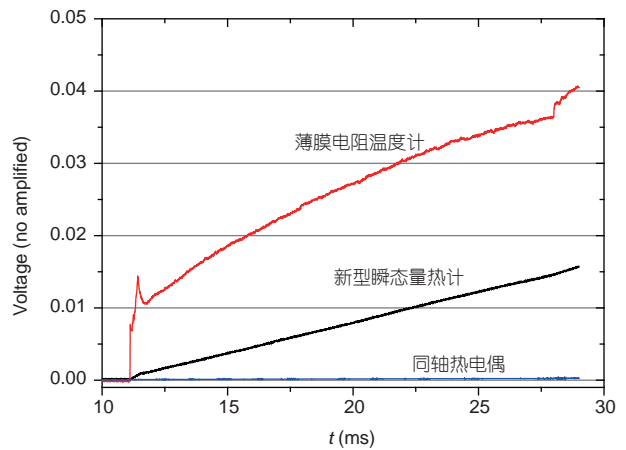


图 6 (网络版彩图)3种瞬态热流传感器输出原始信号幅度对比

流曲线中有两条都出现了不同程度的阶跃信号, 严重影响了其测量结果的可靠性. 新型瞬态量热计测得的热流曲线相对平稳, 曲线中的微小跳变主要是由于试

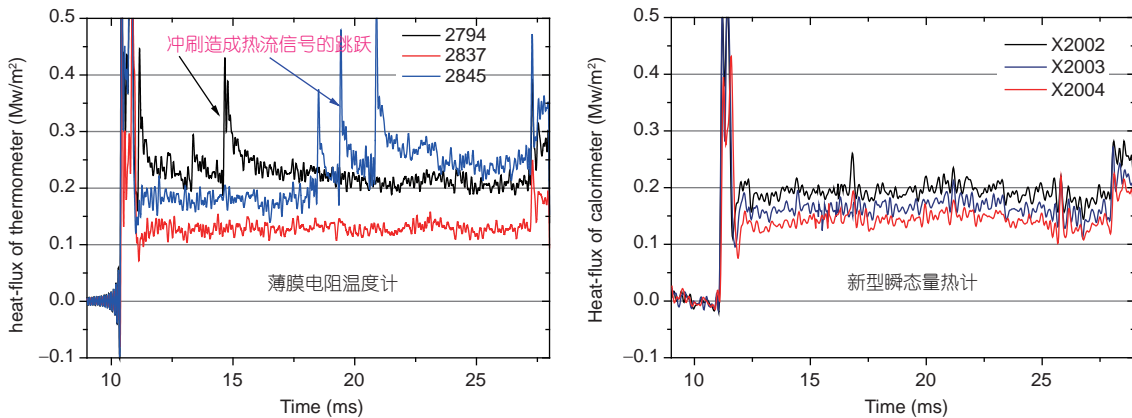


图 7 (网络版彩图)试验热流曲线. (a) 薄膜电阻温度计; (b) 新型瞬态量热计

表2 新型瞬态量热计热流测量结果(MW/m<sup>2</sup>)

传感器编号	第一次	第二次	第三次	平均值	理论值	误差
X2002	0.190	0.190	0.197	0.192	0.196	-2.02%
X2003	0.163	0.162	0.170	0.165	0.170	-2.79%
X2004	0.141	0.140	0.148	0.143	0.152	-5.81%

验气流中的杂质与传感器表面碰撞造成的, 这种现象在爆轰驱动激波风洞热流试验测量中不可避免. 由于杂质运动是随机的, 所以跳变出现位置也有随机性. 风洞试验测量的一般是定常热流, 热流结果是取曲线平直段的平均值, 所以微小跳变不会影响最终测量结果.

图8为3次试验过程中传感器的阻值变化情况, 新型瞬态量热计的阻值在3次试验中都保持稳定, 薄膜电阻温度计每次试验后阻值都会改变, 薄膜阻值改变其灵敏度系数就发生了改变, 从而使得测量结果不准确.

表2为新型瞬态量热计3次试验测得热流值, 理论值采用尖楔表面热流公式计算得到, 可以看出, 新型传感器测量结果的重复性非常好, 测量准确度误差在6%以内.

## 5 结论

本文将金刚石片作为瞬态量热计的量热片, 用铂膜电阻测出其背面温度, 设计出了一种新型的热流传感器, 具有耐冲刷和灵敏度高的优点. 通过对一维无

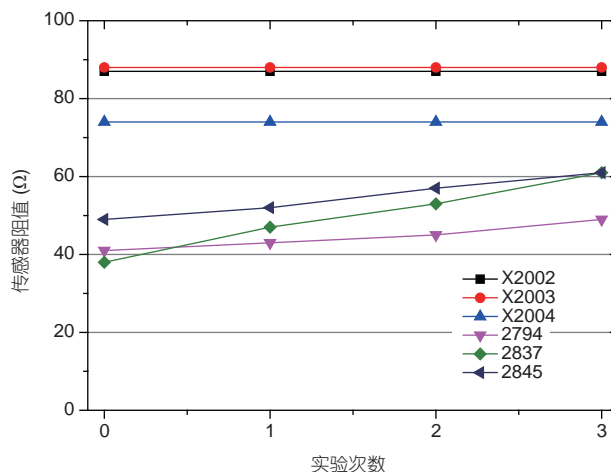


图8 (网络版彩图)3次试验中传感器的阻值变化

限体和二维热传导模型的数值计算, 分析了引起测量误差的因素, 得出底衬散热对测量结果影响最大, 目前空气是最佳底衬材料. 设计并优化确定了原理性验证传感器的特征尺寸, 制作传感器并利用激波风洞开展了传感器原理性验证试验, 试验结果表明新型瞬态量热计重复性好, 测量结果可靠, 准确度误差在6%以内.

## 参考文献

- Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: Where we've been, where we're going. *Prog Aerosp Sci*, 2003, 39: 511-536
- Bertin J J, Cummings R M. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena. *Annu Rev Fluid Mech*, 2006, 38: 129-157
- Wang Q, Li J P, Zhao W, et al. Comparative study on aerodynamic heating under perfect and nonequilibrium hypersonic flows. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2016, 59: 624701
- 彭治雨, 石义雷, 龚红明, 等. 高超声速气动热预测技术及发展趋势. *航空学报*, 2015, 36: 325-345
- Holden M S, Parker R A. LENS hypervelocity tunnels and application to vehicle testing at duplicated flight conditions. In: Marren D E, Frank Lu F K, eds. *Advanced Hypersonic Test Facilities. Progress in Astronautics and Aeronautics*, vol 198. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 73-110
- Wu S, Shu Y H, Li J P, et al. An integral heat flux sensor with high spatial and temporal resolutions. *Chin Sci Bull*, 2014, 59: 3484-3489
- Fay J A, Kemp N H. Theory of stagnation-point heat transfer in a partially ionized diatomic gas. *AIAA J*, 1963, 1: 2741-2751
- AlWaalay A A Y, Paul M C, Dobson P S. Effects of thermocouple electrical insulation on the measurement of surface temperature. *Appl Thermal Eng*, 2015, 89: 421-431

- 9 Schultz D L, Jones T V. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. Advisory Group For Aerospace Research And Development Paris (France) Report, 1973. AGARD-AG-165
- 10 Neumann R D. Thermal instrumentation: A state-of-the-art review. Technical Report. The University of Dayton Research Institute, 1993
- 11 Miller III C G. Comparison of thin-film resistance heat-transfer gages with thin-skin transient calorimeter gages in conventional hypersonic wind tunnels. NASA Technical Report, 1981. NASA-TM-83197, L-14627
- 12 Lyons P R A, Gai S L. A method for the accurate determination of the thermal product  $(pck)^{1/2}$  for thin film heat transfer or surface thermocouple gauges. *J Phys E-Sci Instrum*, 1988, 21: 445–448
- 13 Loehle S, Nawaz A, Herdrich G, et al. Comparison of heat flux gages for high enthalpy flows-NASA Ames and IRS. In: 46th AIAA Thermophysics Conference. Washington DC, 2016. 4422
- 14 Buttsworth D R. Assessment of effective thermal product of surface junction thermocouples on millisecond and microsecond time scales. *Exp Therm Fluid Sci*, 2001, 25: 409–420
- 15 Li J, Chen H, Zhang S, et al. On the response of coaxial surface thermocouples for transient aerodynamic heating measurements. *Exp Therm Fluid Sci*, 2017, 86: 141–148
- 16 俞鸿儒, 李仲发, 李静美, 等. 激波管风洞传热测量用的塞形铜箔量热计. *力学进展*, 1976, 4: 117–126
- 17 Yan X, Wei J, Guo J, et al. Mechanism of graphitization and optical degradation of CVD diamond films by rapid heating treatment. *Diamond Related Mater*, 2017, 73: 39–46
- 18 Corsslaw H S, Jaeger J C. *Conduction of Heat in Solids*. Oxford: Oxford University Press, 1959
- 19 Hightower T M, Olivares R A, Philippidis D. Thermal capacitance (Slug) calorimeter theory including heat losses and other decaying processes. NASA Technical Report, 2008. NASA/TM-2008-215364

## Development of a novel transient calorimeter

ZHANG ShiZhong<sup>1,2</sup>, LI JinPing<sup>1</sup>, ZHANG XiaoYuan<sup>1</sup>, CHEN Hong<sup>1,2</sup> & YU HongRu<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

<sup>2</sup> University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Thermal protection has always been the key technology in hypersonic vehicles development. Accurate prediction of aerodynamic thermal environment is an important basis for thermal protection structure design and material selection. The existing transient heat flux sensors include thin film thermometer and coaxial thermocouple. Thin film gages are brittle in hot flow, which is its main disadvantage. Besides, large corrections are needed to account for the variation of substrate thermal properties with temperature. Hot flow will damage the coaxial thermocouple, hence re-machining is required between two shots. The polish process will affect the physical parameters of the junction, thus introducing measurement uncertainties. The accuracy and reliability of heat flux measurements are affected by the above uncertainties. In this paper, a novel transient calorimeter is proposed. The temperature on reverse side of the calorimeter is measured by a thin film thermometer. The principle of the calorimeter is analyzed by one-dimensional infinite heat conduction calculation. With the influences of the sensor base and heat dissipation on back substrate being taken into account, numerical calculations are carried out with 2D heat conduction model. Error factors are analyzed, and key parameters of the calorimeter are designed and optimized. Wind tunnel experiments with wedge model are carried out. Results verified its accuracy and reliability. This type of calorimeter has a strong anti-erosion ability and high signal sensitivity. In addition, the diamond sheet is a non-metallic material, which can prevent the gas charge from interfering measurements. Therefore, the novel transient calorimeter has a wide range of applications.

**aerodynamic heat transfer, transient calorimeter, heat flux sensor, CVD diamond, wind tunnel**

doi: 10.1360/N092017-00245